

Document made available under the Patent Cooperation Treaty (PCT)

International application number: PCT/EP05/050390

International filing date: 31 January 2005 (31.01.2005)

Document type: Certified copy of priority document

Document details: Country/Office: FR
Number: 04/01476
Filing date: 13 February 2004 (13.02.2004)

Date of receipt at the International Bureau: 09 March 2005 (09.03.2005)

Remark: Priority document submitted or transmitted to the International Bureau in compliance with Rule 17.1(a) or (b)



World Intellectual Property Organization (WIPO) - Geneva, Switzerland
Organisation Mondiale de la Propriété Intellectuelle (OMPI) - Genève, Suisse



EPO - DG 1

18 02 2005

(44)

BREVET D'INVENTION

CERTIFICAT D'UTILITÉ - CERTIFICAT D'ADDITION

COPIE OFFICIELLE

Le Directeur général de l'Institut national de la propriété industrielle certifie que le document ci-annexé est la copie certifiée conforme d'une demande de titre de propriété industrielle déposée à l'Institut.

Fait à Paris, le 10 FEV. 2005

Pour le Directeur général de l'Institut
national de la propriété industrielle
Le Chef du Département des brevets

Martine PLANCHE

INSTITUT
NATIONAL DE
LA PROPRIÉTÉ
INDUSTRIELLE

SIEGE
26 bis, rue de Saint-Petersbourg
75800 PARIS cedex 08
Téléphone : 33 (0)1 53 04 53 04
Télécopie : 33 (0)1 53 04 45 23
www.inpi.fr

ESTABLISSEMENT PUBLIC NATIONAL

CRÉE PAR LA LOI N° 51-444 DU 19 AVRIL 1951





26 bis, rue de Saint Pétersbourg - 75800 Paris Cedex 08

Pour vous informer : INPI DIRECT

☎ N° Indigo 0 825 83 85 87
0,15 € TTC/mn

Télécopie : 33 (0)1 53 04 52 65

Réservé à l'INPI

**BREVET D'INVENTION
CERTIFICAT D'UTILITÉ**

Code de la propriété intellectuelle - Livre VI



N° 11354*03

REQUÊTE EN DÉLIVRANCE

page 1/2

BR1

Cet imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

DB 540 @ W / 030103

REMISE DES COPIES
DATE **13 FEV 2004**
LIEU **75 INPI PARIS 34 SP**
0401476
N° D'ENREGISTREMENT
NATIONAL ATTRIBUÉ PAR L'INPI
DATE DE DÉPÔT ATTRIBUÉE **13 FEV. 2004**
PAR L'INPI

**1 NOM ET ADRESSE DU DEMANDEUR OU DU MANDATAIRE
À QUI LA CORRESPONDANCE DOIT ÊTRE ADRESSÉE**

Jacques BEYLOT
THALES Intellectual Property
31/33 Avenue Aristide Briand
94117 ARCUEIL Cedex

Vos références pour ce dossier

(facultatif) 63 318

Confirmation d'un dépôt par télécopie☐ N° attribué par l'INPI à la télécopie**2 NATURE DE LA DEMANDE****Cochez l'une des 4 cases suivantes**

Demande de brevet



Demande de certificat d'utilité



Demande divisionnaire

*Demande de brevet initiale*

N°

Date

ou demande de certificat d'utilité initiale

N°

Date

Transformation d'une demande de
brevet européen *Demande de brevet initiale*

N°

Date

3 TITRE DE L'INVENTION (200 caractères ou espaces maximum)

DISPOSITIF DE SURVEILLANCE DE L'INTEGRITE DES INFORMATIONS DELIVREES PAR UN SYSTEME
HYBRIDE INS/GNSS

**4 DÉCLARATION DE PRIORITÉ
OU REQUÊTE DU BÉNÉFICE DE
LA DATE DE DÉPÔT D'UNE
DEMANDE ANTÉRIEURE FRANÇAISE**

Pays ou organisation

Date

N°

Pays ou organisation

Date

N°

Pays ou organisation

Date

N°

☐ S'il y a d'autres priorités, cochez la case et utilisez l'imprimé «Suite»**5 DEMANDEUR (Cochez l'une des 2 cases)**☐ Personne morale☐ Personne physiqueNom
ou dénomination sociale

THALES

Prénoms

Forme juridique

Société Anonyme

N° SIREN

15 52 0 59 0 2 4

Code APE-NAF

Domicile
ou
siège

Rue

45 rue de Villiers

Code postal et ville

19 2 2 0 0 NEUILLY/SUR/SEINE

Pays

FRANCE

Nationalité

Française

N° de téléphone (facultatif)

N° de télécopie (facultatif)

Adresse électronique (facultatif)

☐ S'il y a plus d'un demandeur, cochez la case et utilisez l'imprimé «Suite»Remplir impérativement la 2^{ème} page



BREVET D'INVENTION CERTIFICAT D'UTILITÉ

REQUÊTE EN DÉLIVRANCE
page 2/2

BR2

REMISE DES FICHES
DATE 13 FEV 2004
LIEU 75 INPI PARIS 34 SP
N° D'ENREGISTREMENT 0401476
NATIONAL ATTRIBUÉ PAR L'INPI

DB 540 W / 210502

6 MANDATAIRE (s'il y a lieu)		
Nom	BEYLOT	
Prénom	Jacques	
Cabinet ou Société	THALES	
N° de pouvoir permanent et/ou de lien contractuel	8325	
Adresse	Rue	31/33 Avenue Aristide Briand
	Code postal et ville	94111 ARCUEIL Cedex
	Pays	FRANCE
N° de téléphone (facultatif)	01 41 48 45 67	
N° de télécopie (facultatif)	01 41 48 45 01	
Adresse électronique (facultatif)		
7 INVENTEUR (S)		Les inventeurs sont nécessairement des personnes physiques
Les demandeurs et les inventeurs sont les mêmes personnes	<input type="checkbox"/> Oui <input checked="" type="checkbox"/> Non : Dans ce cas remplir le formulaire de Désignation d'inventeur(s)	
8 RAPPORT DE RECHERCHE		Uniquement pour une demande de brevet (y compris division et transformation)
Établissement immédiat ou établissement différé	<input checked="" type="checkbox"/> Établissement immédiat <input type="checkbox"/> Établissement différé	
Paieement échelonné de la redevance (en deux versements)	Uniquement pour les personnes physiques effectuant elles-mêmes leur propre dépôt <input type="checkbox"/> Oui <input checked="" type="checkbox"/> Non	
9 RÉDUCTION DU TAUX DES REDEVANCES		Uniquement pour les personnes physiques <input type="checkbox"/> Requête pour la première fois pour cette invention (joindre un avis de non-imposition) <input type="checkbox"/> Obtenue antérieurement à ce dépôt pour cette invention (joindre une copie de la décision d'admission à l'assistance gratuite ou indiquer sa référence) : AG
10 SÉQUENCES DE NUCLEOTIDES ET/OU D'ACIDES AMINÉS		<input type="checkbox"/> Cochez la case si la description contient une liste de séquences
Le support électronique de données est joint	<input type="checkbox"/>	
La déclaration de conformité de la liste de séquences sur support papier avec le support électronique de données est jointe	<input type="checkbox"/>	
Si vous avez utilisé l'imprimé «Suite», indiquez le nombre de pages jointes		
11 SIGNATURE DU DEMANDEUR OU DU MANDATAIRE (Nom et qualité du signataire) Jacques BEYLOT		VISA DE LA PRÉFECTURE OU DE L'INPI

DISPOSITIF DE SURVEILLANCE DE L'INTEGRITE DES INFORMATIONS DELIVREES PAR UN SYSTEME HYBRIDE INS/GNSS

L'invention est relative à la surveillance de l'intégrité des
5 informations de position et de vitesse issues d'une hybridation entre une
centrale inertielle et un récepteur de positionnement par satellites. Elle
concerne plus précisément un équipement de navigation connu dans la
technique sous le nom de système INS/GNSS (de l'anglo-saxon "Inertial
Navigation System" et "Global Navigation Satellite System") hybridé en
10 boucle fermée, l'hybridation étant dite lâche car réalisée en axes
géographiques.

Une centrale inertielle est constituée d'un ensemble de capteurs
inertiels (capteurs gyrométriques et capteurs accélérométriques) associé à
une électronique de traitement. Une plate-forme de calcul, appelée plate-
15 forme virtuelle PFV, délivre alors les informations de vitesse et de position du
porteur dans un référentiel précis (souvent noté TGL, Trièdre Géographique
Local). La plate-forme virtuelle PFV permet la projection et l'intégration des
données issues des capteurs inertiels. La centrale inertielle fournit des
informations précises à court terme mais dérivant sur le long terme (sous
20 l'influence des défauts capteurs). La maîtrise des défauts capteurs
représente une proportion très importante du coût de la centrale inertielle.

Un récepteur de positionnement par satellites fournit des
informations de position et de vitesse du porteur par triangulation à partir des
positions de satellites défilants visibles du porteur. Les informations fournies
25 peuvent être momentanément indisponibles car le récepteur doit avoir en vue
directe un minimum de quatre satellites du système de positionnement pour
pouvoir faire un point. Elles sont en outre d'une précision variable, dépendant
de la géométrie de la constellation à la base de la triangulation, et bruitées
car reposant sur la réception de signaux de très faibles niveaux provenant de
30 satellites éloignés ayant une faible puissance d'émission. Mais elles ne
souffrent pas de dérive à long terme, les positions des satellites défilants sur
leurs orbites étant connues avec précision sur le long terme. Les bruits et les
erreurs peuvent être liés aux systèmes satellitaires, au récepteur ou à la
propagation du signal entre l'émetteur satellitaire et le récepteur de signaux
35 GNSS. En outre, les données satellites peuvent être erronées par suite de

pannes affectant les satellites. Ces données non intégrées doivent alors être repérées pour ne pas fausser la position issue du récepteur GNSS.

Pour prévenir les pannes satellites et assurer l'intégrité des mesures GNSS, il est connu d'équiper un récepteur de positionnement par satellites d'un système d'estimation de précision et de disponibilité dit RAIM (de l'anglo-saxon "Receiver Autonomous Integrity Monitoring") qui se base sur la géométrie de la constellation de satellites utilisée lors de la triangulation et sur l'évolution prévisible à court terme de cette géométrie déduite de la connaissance des trajectoires des satellites. Cependant, ce système, purement lié au système de localisation par satellites, n'est pas applicable à la surveillance d'un point de localisation issu d'un système hybride (INS/GNSS) et ne peut détecter que certains types de pannes en un temps donné.

L'hybridation consiste à combiner mathématiquement les informations de position et de vitesse fournies par la centrale inertielle et le récepteur de positionnement par satellites pour obtenir des informations de position et de vitesse en tirant avantage des deux systèmes. Ainsi, la précision sur le positionnement fourni par le système GNSS permet de maîtriser la dérive inertielle et les mesures inertielles peu bruitées permettent de filtrer le bruit sur les mesures du récepteur GNSS. Cette combinaison fait très souvent appel à la technique de filtrage de Kalman.

Le filtrage de Kalman s'appuie sur les possibilités de modélisation de l'évolution de l'état d'un système physique considéré dans son environnement, au moyen d'une équation dite "d'évolution" (estimation a priori), et de modélisation de la relation de dépendance existant entre les états du système physique considéré et les mesures par lesquelles il est perçu de l'extérieur, au moyen d'une équation dite "d'observation" pour permettre un recalage des états du filtre (estimation a posteriori). Dans un filtre de Kalman, la mesure effective ou "vecteur de mesure" permet de réaliser une estimée a posteriori de l'état du système qui soit optimale dans le sens où elle minimise la covariance de l'erreur faite sur cette estimation. La partie estimateur du filtre génère des estimées a priori du vecteur d'état du système en utilisant l'écart constaté entre le vecteur de mesure effectif et sa prédiction a priori pour engendrer un terme correctif, appelé innovation.

Cette innovation est appliquée à l'estimée a priori du vecteur d'état du système et conduit à l'obtention de l'estimée optimale a posteriori.

Dans le cas d'un système INS/GNSS hybridé, le filtre de Kalman reçoit les points de position et de vitesse fournis par la centrale inertielle et le
5 récepteur de positionnement par satellites, modélise l'évolution des erreurs de la centrale inertielle et délivre l'estimée a posteriori de ces erreurs qui sert à corriger le point de positionnement et de vitesse de la centrale inertielle.

L'estimation des erreurs de position et de vitesse dues aux défauts des capteurs inertiels apparaissant en sortie de la plate-forme virtuelle PFV de la centrale inertielle est réalisée par le filtre de Kalman. La
10 correction des erreurs par le biais de leur estimation faite par le filtre de Kalman peut alors se faire en entrée de la plate-forme virtuelle PFV (architecture en boucle fermée) ou en sortie (architecture en boucle ouverte).

Lorsque les défauts des capteurs de la centrale inertielle ne sont
15 pas trop importants, il n'est pas nécessaire d'appliquer les corrections en entrée de la plate-forme virtuelle PFV. La modélisation du système (linéarisation des équations régissant l'évolution du système), au sein du filtre reste valide. L'estimée a posteriori des erreurs de la centrale inertielle calculée dans le filtre de Kalman n'est utilisée que pour l'élaboration de
20 l'estimée optimale de la position et de la vitesse du porteur compte tenu des informations de position et de vitesse fournies par la centrale inertielle et par le récepteur GNSS. L'hybridation est alors dite en boucle ouverte.

Lorsque les défauts inertiels sont trop importants la linéarisation des équations régissant l'évolution du modèle inertiel intégré au sein du filtre
25 de Kalman n'est plus valide. Il est donc impératif d'appliquer les corrections à la plate-forme virtuelle PFV pour rester dans le domaine linéaire. L'estimée a posteriori des erreurs la centrale inertielle calculée dans le filtre de Kalman sert non seulement à l'élaboration de l'estimée optimale de la position et de la vitesse du porteur mais aussi au recalage de la centrale inertielle au sein
30 de la plate-forme virtuelle PFV. L'hybridation est alors dite en boucle fermée.

L'hybridation peut également se faire en observant des informations GNSS de natures différentes. Soit on considère les position et vitesse du porteur résolues par le récepteur GNSS. On parle alors d'hybridation lâche. Soit on considère les informations extraites en amont par
35 le récepteur GNSS que sont les pseudo-distances et les pseudo-vitesses

(grandeurs directement issues de la mesure du temps de propagation et de l'effet Doppler des signaux émis par les satellites en direction du récepteur). On parle alors d'hybridation serrée.

5 Avec un système INS/GNSS en boucle fermée où le point résolu par le récepteur GNSS est utilisé pour recalcr les informations provenant de la centrale inertielle, il est nécessaire de prêter une attention particulière aux défauts affectant les informations fournies par les satellites car le récepteur qui les reçoit propagera ces défauts à la centrale inertielle en entraînant un mauvais recalage de cette dernière. Le problème se pose de façon
10 particulièrement critique pour assurer l'intégrité d'un point hybride INS/GPS.

Une manière connue de procéder à la surveillance de l'intégrité d'un système hybride INS/GNSS en boucle fermée est décrite dans le brevet américain US 5,583,774. Elle consiste à espacer les recalages d'un temps suffisamment long (par exemple 30 minutes) pour qu'un détecteur à base de
15 filtres de Kalman surveillant l'évolution des écarts de mesures de pseudo-distance et de pseudo-vitesse par rapport au porteur de chaque satellite visible ait pu isoler les satellites défaillants.

Un autre procédé connu pour surveiller l'intégrité d'un système hybride INS/GNSS est décrit dans le brevet américain US 5,923,286. Il
20 consiste à utiliser un équipement RAIM pour autoriser ou non l'hybridation. Lorsque l'équipement RAIM signale une perte d'intégrité, l'hybridation est gelée et le point de position et de vitesse est fourni par la centrale INS en tenant compte de ses dérives et biais mesurées juste avant la perte d'intégrité. Pour que cela marche, il faut que la centrale inertielle n'ait pas été
25 polluée par l'erreur de point commise par le récepteur GNSS, ce qui interdit de la recalcr avec le récepteur GNSS. Le procédé est donc réservé uniquement au système hybrides INS/GNSS en boucle ouverte.

La présente invention a pour but une surveillance de l'intégrité des informations de position et de vitesse d'un système hybride constitué d'une
30 centrale inertielle recalée à l'aide d'un récepteur GNSS en utilisant la position et la vitesse résolues du porteur issues du récepteur GNSS.

Elle a pour objet un dispositif de surveillance de l'intégrité d'un système hybride constitué d'une centrale inertielle INS, d'un récepteur de positionnement par satellites GNSS opérant à partir d'une constellation de N
35 satellites visibles et d'un filtre de Kalman d'hybridation ayant un vecteur

d'états correspondants aux erreurs du système hybride, en particulier, les erreurs de biais et de dérive résiduelles de la centrale inertielle INS, observant les écarts entre les points de positionnement et de vitesse fournis, en coordonnées géographiques, par la centrale inertielle INS et par le récepteur GNSS, comportant une matrice d'évolution F modélisant l'évolution des erreurs du système hybride, une matrice d'observation H modélisant les relations liant le vecteur d'états et les écarts observés entre les positions et les vitesses délivrées par la centrale inertielle INS et le récepteur GNSS, et un gain K minimisant la covariance de l'erreur faite sur l'estimation a posteriori des erreurs de position et de vitesse issues de la centrale inertielle, et délivrant une estimée a posteriori des erreurs du système hybride qui sert à recalibrer la centrale inertielle. Ce système de surveillance est remarquable en ce que le récepteur GNSS délivre, en plus d'un point de position effectué à partir des N satellites de la constellation qu'il a en vue, $N-1$ points de position effectués à partir de la constellation des N satellites visibles privée, à chaque fois, d'un satellite différent et en ce qu'il comporte un circuit détecteur de problème satellite comportant un banc de N filtres prédicteurs-estimateurs de l'erreur induite par le satellite qui a été ôté lors de la résolution d'un point à $N-1$ satellites, ayant le gain K et la matrice d'évolution F du filtre de kalman d'hybridation, observant chacun l'écart entre le point de position, en coordonnées géographiques, délivré par le récepteur GNSS en observant les N satellites visibles et l'un des points de position, également en coordonnées géographiques, délivrés par le récepteur GNSS en observant $N-1$ satellites visibles et des circuits de test comparant les états des N filtres prédicteurs-estimateurs à leurs variances et détectant une panne satellite lorsque le test est positif, l'écart trouvé étant supérieur à un seuil de détection.

Avantageusement, les circuits de test ont des seuils de détection de panne satellite qui résultent de tests statistiques tenant compte de la covariance associée au type d'erreur de positionnement considéré.

Avantageusement, les circuits de test ont des seuils de détection de panne satellite qui résultent de tests statistiques tenant compte de la

covariance associée au type d'erreur de positionnement considéré et qui sont fonction du taux de fausse alarme acceptable pour le test.

Avantageusement, le système de surveillance comporte un circuit
5 d'inhibition des recalages intercalé entre la sortie du filtre de Kalman d'hybridation et une entrée de recalage de la centrale inertielle, et activé par un test positif de détection de problème satellite.

Avantageusement, les filtres prédicteurs-estimateurs du circuit
10 détecteur de problème satellite (premier banc de filtre) ont tous la même matrice d'observation.

Avantageusement, le récepteur GNSS délivre en plus des points
de position, en coordonnées géographiques, effectués à partir des N
15 satellites visibles et ceux effectués à partir de N-1 satellites déduits de la constellation formée par les N satellites visibles en retirant à chaque fois un satellite visible différent, $N \times (N-1)/2$ points de position avec N-2 satellites déduits des N satellites visibles en retirant à chaque fois deux satellites visibles différents, et le système de surveillance comporte un circuit
20 identificateur de satellite défaillant composé d'un deuxième banc de $N \times (N-1)/2$ filtres de prédicteurs-estimateurs d'écarts de positionnement ayant le gain K et la matrice d'évolution F du filtre de Kalman d'hybridation, observant chacun l'écart entre un point de position, en coordonnées géographiques, délivré par le récepteur GNSS à partir de N-1 satellites parmi les N visibles et
25 l'un des points de positionnement délivrés par le récepteur de positionnement par satellites à partir de N-2 satellites parmi les N visibles déduite de la constellation spécifique de (N-1) satellites visibles privée de l'un de ses satellites visibles, les filtres estimateurs-détecteurs pouvant être regroupés par familles de N-2 éléments en fonction de la constellation
30 spécifique de N-1 satellites visibles prise en compte, des circuits de test comparant les états des $N \times (N-1)/2$ filtres prédicteurs-estimateurs par rapport à leurs variances afin de détecter une éventuelle anomalie et un circuit de traitement identifiant, en cas d'anomalie détectée, un satellite fautif comme étant le satellite exclu d'un point à n-1 satellites dont la famille de filtres

prédicteurs-estimateurs est la seule à n'avoir aucun de ses éléments détectant une anomalie

Avantageusement, les filtres prédicteurs-estimateurs du circuit
5 identificateur de satellite défaillant ont tous la même matrice d'observation.

Avantageusement, les filtres prédicteurs-estimateurs du détecteur
de problème satellite et du circuit identificateur de satellite défaillant ont tous
la même matrice d'observation.

10

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention ressortiront
de la description ci-après d'un mode de réalisation donné à titre d'exemple.
Cette description sera faite en regard du dessin dans lequel :

- 15 - des figures 1 et 2 représentent le schéma de principe d'un
système hybride de positionnement INS/GNSS de type lâche
en boucle fermée, la figure 1 détaillant la centrale inertielle et
la figure 2 le filtre de Kalman,
- une figure 3 représente un système hybride de positionnement
20 INS/GNSS pourvu d'un circuit détecteur de problème satellite
conforme à l'invention,
- une figure 4 représente un système hybride de positionnement
INS/GNSS pourvu d'un circuit détecteur de problème satellites
et d'un circuit d'identificateur de satellite fautif conforme à
25 l'invention, et
- une figure 5 détaille la constitution du circuit identificateur de
satellite fautif de la figure 4.

La figure 1 montre l'architecture d'un système hybride de
30 positionnement équipé d'une centrale inertielle 1 et d'un récepteur de
positionnement par satellites GNSS 2, dit en boucle fermée et de type lâche
car il se sert des informations de position (latitude, longitude et altitude) et de
vitesse (vitesse nord, vitesse est et vitesse verticale) résolues du porteur
délivrées par le récepteur GNSS 2 pour le recalage de la centrale inertielle
35 INS 1.

Comme montré, la centrale inertielle comporte un ensemble 10 de capteurs inertiels (accéléromètres et gyromètres) et de circuits de calcul, appelés plate forme virtuelle PFV, pour effectuer les calculs de position, attitude et vitesses sur les sorties des capteurs inertiels. La plate-forme virtuelle PFD comporte principalement un ensemble d'intégrateurs 11 opérant sur les signaux Ω des gyromètres afin d'en déduire l'attitude du porteur, un changeur de repère 12 permettant, à partir de la connaissance de l'orientation du porteur (attitude) du porteur, d'exprimer dans un repère géographique lié à la terre, les accélérations acc mesurées par les accéléromètres dans un repère lié au porteur et deux ensembles intégrateurs successifs 13, 14 opérant sur les composantes de l'accélération selon le repère géographique pour en déduire les composantes de la vitesse du porteur par rapport au nord V_n , par rapport à l'est V_e et par rapport à la verticale V_v ainsi que la position du porteur en latitude, longitude et altitude.

15 Les capteurs inertiels souffrent de défauts inhérents à leur conception : des biais et des dérives qui font que les informations de position et d'attitude délivrées par une centrale inertielle se dégradent avec le temps de fonctionnement. La lutte contre ces défauts est coûteuse, ainsi il existe différentes classes de centrale inertielle en fonction des tolérances de biais et de dérives acceptées.

20 Le récepteur GNSS 2 est, par exemple un récepteur GPS. Il mesure les pseudo-distances et pseudo-vitesses du porteur par rapport à au moins quatre satellites visibles du porteur du système hybride de positionnement et résout, par triangulation, la position du porteur en latitude, longitude et altitude ainsi que les composantes de sa vitesse par rapport au nord V_n , par rapport à l'est V_e et par rapport à la verticale V_v . Il ne sera pas détaillé plus avant car il est bien connu de l'homme du métier et largement décrit dans la littérature où de nombreux ouvrages lui ont été consacrés, par exemple le livre de Elliot D. KAPLAN intitulé "Understanding GPS Principles and Applications" paru chez Artech House Publishers ISBN 0-89006-793-7.

30 Les informations de position et de vitesse délivrées par un récepteur GNSS ne souffrent pas de dérive puisqu'elles proviennent de mesures instantanées des éloignements et vitesses d'éloignement de satellites dont les orbites et les positions sur leurs orbites sont connues à long terme. Par contre, elles souffrent d'indisponibilités, lorsque qu'il n'y a pas un minimum de quatre

35

satellites visibles. Elles sont bruitées car elles proviennent du traitement de signaux reçus qui sont de très faibles niveaux d'énergie en raison de la distance d'éloignement des satellites et de leurs faibles puissances d'émission et qui peuvent avoir été corrompus en cours de transmission (rencontre de particules chargées entre le satellite et le récepteur). Leur fiabilité dépend de celle des informations transmises par les satellites.

Par rapport au récepteur GNSS, la centrale inertielle a l'avantage de ne pas faire appel à la collaboration d'équipements extérieurs au porteur et donc de ne pas être aussi sensible à l'extérieur. L'intégrité et la disponibilité des informations inertielles étant bien meilleures, la centrale inertielle conserve tout son intérêt. Pour lutter contre sa dérive et ses biais autrement que par des mesures coûteuses prises au niveau de ses capteurs inertiels, il a été proposé de la recalibrer périodiquement au moyen du point de position et de vitesse fourni par un récepteur GNSS, après un filtrage antibruit.

Ce recalage se fait au moyen d'un filtre de Kalman 3 dit d'hybridation montré de manière plus détaillée à la figure 2.

Un filtre de Kalman permet d'obtenir une estimation de l'état a posteriori d'un système, optimale dans le sens où la covariance de l'erreur faite sur cette estimation a posteriori est minimale (on parle aussi d'estimation optimale au sens des moindres carrés). Il se base sur une modélisation de l'évolution du système et sur une modélisation de la relation existant entre la mesure et l'état du système.

Dans sa plus grande généralité, la modélisation de l'évolution de l'état du système est définie par une équation différentielle vectorielle linéarisée au premier ordre qui s'exprime, après discrétisation du modèle continu, par une équation d'évolution de la forme:

$$x_{K+1} = F_K x_K + L_K u_i + w_K$$

x étant le vecteur d'état de dimension p, u un vecteur de contrôle, F_K la matrice d'évolution définissant la relation entre le vecteur d'état à l'étape K et le vecteur d'état à l'étape K+1 en l'absence de vecteur de contrôle et de bruit de fonctionnement, L_K une matrice définissant la relation entre le vecteur de contrôle et le vecteur d'état au cours d'une même étape et w_K un bruit de fonctionnement au cours d'une étape, supposé blanc et gaussien à valeur moyenne nulle.

La modélisation de la relation existant entre la mesure et l'état du système est définie par une autre équation différentielle du premier ordre qui s'exprime, après discrétisation du modèle continu, par une équation d'observation de la forme:

$$z_K = H_K x_K + v_K$$

5 z étant le vecteur de mesure (grandeurs du systèmes physiquement observables) de dimension m , H_K la matrice d'observation définissant la relation entre le vecteur de mesure et le vecteur d'état au cours d'une même étape et v_K un bruit de mesure au cours d'une étape supposé blanc et
10 gaussien à valeur moyenne nulle.

Le filtre de Kalman montré à la figure 2 ne comporte pas de vecteur de contrôle et donc pas de matrice L_K . Il est récursif et repose sur la détermination d'une estimation a priori $\hat{x}_{K/K-1}$ du vecteur d'état du système à l'étape K à partir de la connaissance a posteriori du vecteur d'état du
15 système $x_{K-1/K-1}$ à l'étape précédente $K-1$ et de l'application à l'estimée a priori $\hat{x}_{K/K-1}$ d'un terme correcteur dépendant de l'écart constaté entre le vecteur mesure z_K constaté au cours de cette étape K et son estimée a priori $\hat{z}_{K/K-1}$ déduite de l'estimation a priori $\hat{x}_{K/K-1}$ du vecteur d'état.

L'estimée a priori $\hat{z}_{K/K-1}$ du vecteur de mesure à l'étape K est
20 déterminée par application des équations d'évolution et d'observation à l'estimée a posteriori $x_{K-1/K-1}$ du vecteur d'état correspondant à l'étape $K-1$ précédente. Cette opération est illustrée sur la figure 2 par la présence d'une boucle de rétroaction constituée d'un circuit à retard 30 et de deux filtres 31, 32.

25 Le circuit à retard 30 connecté en sortie du filtre de Kalman permet de mémoriser l'estimée a posteriori $x_{K-1/K-1}$ du vecteur d'état disponible à la sortie du filtre de Kalman au cours de l'étape précédente $K-1$.

Le filtre 31 permet, par mise en œuvre de l'équation d'évolution, l'obtention de l'estimée à priori $\hat{x}_{K/K-1}$ du vecteur d'état à l'étape K , à partir de
30 l'estimée a posteriori $\hat{x}_{K-1/K-1}$ du vecteur d'état du système à l'étape précédente $K-1$. Sa fonction de transfert est définie par la matrice F_{K-1} de l'équation d'évolution.

Cette estimée a priori $\hat{x}_{K/K-1}$ du vecteur d'état à l'étape K est ensuite utilisée pour obtenir, au moyen d'un deuxième filtre 32, l'estimée a
35 priori $\hat{z}_{K/K-1}$ du vecteur de mesure à l'étape K par application de l'équation

d'observation. Ce deuxième filtre 32 a, pour ce faire, une fonction de transfert définie par la matrice H_K de l'équation d'observation.

L'estimée a priori $\hat{z}_{K/K-1}$ du vecteur de mesure à l'étape K obtenue dans la boucle de rétroaction est appliquée, en entrée du filtre de Kalman, à un circuit soustracteur 33 qui reçoit par ailleurs le vecteur de mesure z_K effectivement mesuré au cours de l'étape K et qui délivre un vecteur d'erreur r_K , également appelé innovation, attestant de l'erreur commise lors de l'estimation a priori. Ce vecteur d'erreur r_K est transformé par un troisième filtre 34 en un vecteur de correction. Ce vecteur de correction est additionné par un deuxième sommateur 35 à l'estimée a priori $\hat{x}_{K/K-1}$ du vecteur d'état pour l'étape K issue du premier filtre 31, pour obtenir l'estimée a posteriori $x_{K/K}$ du vecteur d'état qui constitue la sortie du filtre de Kalman.

Le troisième filtre 34, qui fournit le terme correctif, est connu sous le nom de filtre de gain de recalage. Il a une fonction de transfert définie par une matrice K_K déterminée de façon à minimiser la covariance de l'erreur faite sur l'estimation a posteriori.

Kalman a montré que la matrice de gain optimal K_K pouvait être déterminée par une méthode récursive à partir des équations:

- de la matrice de covariance de l'estimée a priori du vecteur d'état

$$P_{K/K-1} = F_{K-1} P_{K-1/K-1} F_{K-1}^T + Q_{K-1}$$

- de définition de la matrice de gain elle-même

$$K_K = P_{K/K-1} H_K^T (H_K P_{K/K-1} H_K^T + R_K)^{-1}$$

- de mise à jour de la matrice de covariance de l'estimée a posteriori du vecteur d'état

$$P_{K/K} = (I - K_K H_K) P_{K/K-1}$$

P étant la matrice de covariance du vecteur d'état, soit estimée a priori pour l'étape K à partir de l'étape K-1 si P est affecté de l'indice K/K-1, soit estimée a posteriori si P est affecté de l'indice K-1/K-1,

R étant la matrice de covariance des bruits d'observation w_K ,

Q étant la matrice de covariance des bruits d'état (ou de fonctionnement) v_K :

A l'initialisation, la matrice de covariance du vecteur d'état et le vecteur d'état sont pris égaux à leurs estimées les plus vraisemblables. Au pire, la matrice de covariance est une matrice diagonale avec des termes infinis ou très grands (de façon à avoir des écarts-type très grands devant le

domaine dans lequel le vecteur d'état est susceptible d'évoluer) et l'estimée du vecteur d'état le vecteur nul, lorsque l'on n'a aucune idée sur les valeurs initiales.

En pratique, le gain de correction d'un filtre de Kalman est
5 "proportionnel" à l'incertitude sur l'estimation a priori de l'état du système et
"inversement proportionnel" à l'incertitude sur la mesure. Si la mesure est
très incertaine et l'estimation de l'état du système relativement précise, l'écart
constaté est principalement dû au bruit de mesure et la correction qui en
10 découle doit être faible. Au contraire, si l'incertitude sur la mesure est faible
et celle sur l'estimation de l'état du système grande, l'écart constaté est très
représentatif de l'erreur d'estimation et doit conduire à une correction forte.
C'est le comportement vers lequel on tend avec le filtre de Kalman.

En résumé, un filtre de Kalman sans vecteur de contrôle est défini
par une matrice F_K correspondant à l'équation d'évolution définissant
15 l'évolution du vecteur d'état du système physique modélisé, une matrice H_K
correspondant à l'équation d'observation définissant les relations permettant
de passer du vecteur d'état au vecteur de mesure et une matrice de gain K_K
mise à jour à l'aide d'un processus itératif mettant en jeu la matrice de
covariance du vecteur d'état P elle-même mise à jour au cours du processus
20 itératif et des matrices de covariance Q_K et R_K des bruits d'état et de mesure.

Le filtre de Kalman 3 opère au niveau des écarts constatés entre
deux versions des informations de même type provenant l'une, de la centrale
inertielle INS 1 et l'autre, du récepteur GNSS 2, car cela permet de travailler
sur des variables ayant des domaines de variation plus restreints sur
25 lesquels l'approximation linéaire peut être utilisée pour simplifier les
équations de modélisation et d'évolution (on parle alors de filtre aux erreurs).

Dans ce cadre, l'équation d'évolution du filtre de Kalman modélise
l'évolution prévisible des erreurs sur le système hybride liés aux résidus des
défauts capteurs inertiels non estimés et à la mécanisation de la plate forme
30 inertielle (ici boucle fermée) de la centrale inertielle 1 qu'il déduit des
différences constatées entre la prévision d'écart qu'il fait et les écarts
effectivement mesurés entre la position et la vitesse issues de la centrale
inertielle et du récepteur GNSS. Elle est déterminée par la matrice F dont la
définition est fonction du mouvement du porteur, c'est-à-dire des paramètres
35 de vol dans le cas où le porteur équipé du système hybride de

positionnement est un aéronef. La définition des différentes versions de cette matrice F en fonction des paramètres du mouvement du porteur sort du domaine de la présente invention. Elle ne sera pas détaillée dans la suite car elle est bien connue de l'homme du métier spécialisé dans le domaine de l'inertie.

Les résidus $x_{K/K}$ des erreurs du système hybride estimés a posteriori par le filtre de Kalman d'hybridation 3 sont utilisés pour le recalage de la centrale inertielle INS 1 (boucle fermée). Les informations inertielles INS 1 étant régulièrement recalées, les points de position et de vitesse hybrides sont supposés plus fiables à condition que les mesures GNSS soient intègres.

Pour résumer, le traitement effectué par le filtre de Kalman d'hybridation se divise en trois temps :

- Propagation du vecteur d'état et de la matrice de variance-covariance associée

$$X_{K+1/K} = F_{K+1} \cdot X_{K/K} + COR_FK_p_K$$

$$P_{K+1/K} = F_K \cdot P_{K/K} \cdot F_K^T + Q_K$$

- Recalage du vecteur d'état et de la matrice de variance-covariance à l'aide du gain K_{K+1}

$$K_{K+1} = P_{K+1/K} \cdot H_{K+1}^T \cdot (H_{K+1} \cdot P_{K+1/K} \cdot H_{K+1}^T + R_{K+1})^{-1}$$

$$X_{K+1/K+1} = X_{K+1/K} + K_{K+1} \cdot (Z_{K+1} - H_{K+1} \cdot X_{K+1/K})$$

$$P_{K+1/K+1} = P_{K+1/K} - K_{K+1} \cdot H_{K+1} \cdot P_{K+1/K}$$

- Application des corrections issues du filtre de Kalman d'hybridation à la centrale inertielle

$$COR_FK_p_K = -X_{K/K}$$

La matrice d'observation H_{K+1} permet l'observation des différences entre les positions et vitesses issues de la plate-forme virtuelle PFV et les positions et vitesses GNSS résolues. La matrice d'évolution F_{K+1} est calculée en utilisant les données de la plate-forme virtuelle PFV corrigées par le filtre de Kalman et permet la propagation de l'état et de la matrice de variance-covariance associée.

Le problème rencontré avec les systèmes hybrides de positionnement INS/GNSS en boucle fermée est le risque de voir les opérations de recalage propager à la centrale inertielle 1 les erreurs de position et de vitesse commises par le récepteur GNSS 2 en raison

d'informations défectueuses lui parvenant d'un ou plusieurs satellites défaillants (mauvaises corrections appliquées par le filtre de Kalman à la plate-forme virtuelle PFV, mauvaise estimation des défauts inertiels). L'intégrité du système hybride de positionnement INS/GNSS en boucle fermée est alors difficile à assurer.

La figure 3 illustre le schéma d'un système hybride INS/GNSS en boucle fermée équipé d'un détecteur de problème satellite opérant à partir des points de position, en coordonnées géographiques, effectués par le récepteur GNSS 2 avec tous les satellites visibles supposés au nombre de N et avec tous les satellites visibles moins l'un d'entre eux, le satellite visible écarté étant l'un quelconque d'entre eux.

Le détecteur de problème satellite 4 comporte un banc de N filtres prédicteurs-estimateurs $40_1, 40_2, \dots, 40_i, \dots, 40_N$ associé à un banc de circuits de test $41_1, 41_2, \dots, 41_i, \dots, 41_N$ contrôlant, par un circuit inhibiteur 5 intercalé à la sortie du filtre de Kalman d'hybridation 3, la possibilité d'un recalage de la centrale inertielle 1.

Les filtres prédicteurs-estimateurs $40_1, 40_2, \dots, 40_i, \dots, 40_N$ fonctionnent en boucle ouverte.

Le vecteur d'état du ième filtre prédicteur-estimateur 40_i est composé des erreurs par rapport au vecteur d'état du filtre de Kalman d'hybridation induites par la non prise en compte dans le récepteur GNSS 2 des informations données par le ième satellite visible et même plus généralement par rapport à des mesures faites par d'autres équipements de navigation comme un altimètre barométrique ou un anémomètre.

$$Err^i = \begin{bmatrix} \text{erreurs_attitude_par_rapport_FK} \\ \text{erreurs_vitesse_par_rapport_FK} \\ \text{erreurs_position_par_rapportFK} \\ \text{erreurs_biais_accéléro_par_rapport_FK} \\ \text{erreurs_dérives_gyro_par_rapprot_FK} \\ \text{erreurs_baro_par_rapport_FK} \\ \text{erreurs_anémo_par_rapport_FK} \end{bmatrix}$$

Les matrices d'évolution F_K des différents filtres prédicteurs-estimateurs $40_1, 40_2, \dots, 40_i, \dots, 40_N$ sont identiques à celle F_K du filtre de Kalman d'hybridation 3 :

$$\hat{Err}_{K+1/K}^i = F_{K+1} \cdot Err_{K/K}^i \quad (1)$$

- 5 La mesure Z^i d'un ième filtre prédicteur-estimateur 40_i est constituée de l'écart entre la position, en coordonnées géographiques (latitude, longitude et altitude), résultant du point de positionnement $P_{N\ tot}$ effectué par le récepteur GNSS 2 en tenant compte de tous les N satellites visibles et la position, en coordonnées géographiques, résultant du point de positionnement $P_{(N-1)/i}$ effectué par le récepteur GNSS 2 en écartant les informations envoyées par le ième satellite :

$$Z^i = \begin{pmatrix} \Delta x^i \\ \Delta y^i \\ \Delta z^i \end{pmatrix} = P_{N-1/i} - P_{N\ tot}$$

- 15 Les matrices H d'observation des différents filtres prédicteurs-estimateurs $40_1, 40_2, \dots, 40_i, \dots, 40_N$ sont toutes identiques et correspondent à l'équation d'observation permettant de passer du vecteur d'état Err^i au vecteur de mesure Z^i .

- 20 Les gains des différents filtres prédicteurs-estimateurs $40_1, 40_2, \dots, 40_i, \dots, 40_N$ sont tous pris égaux à celui K du filtre de Kalman d'hybridation 3 de façon que le recalage sur les mesures z^i qu'ils reçoivent se passe comme le recalage du filtre de Kalman d'hybridation 3.

- 25 Compte tenu de ces choix, les recalages des vecteurs d'état Err^i des filtres prédicteurs-estimateurs $40_1, 40_2, \dots, 40_i, \dots, 40_N$ répondent à la relation :

$$Err_{K+1/K+1}^i = Err_{K+1/K}^i + K_{K+1} \cdot (Z_{K+1}^i - H_{K+1} \cdot Err_{K+1/K}^i) \quad (2)$$

- 30 Pour détecter la défaillance de l'un au moins des N satellites visibles par le récepteur de positionnement GNSS 2, on effectue des tests statistiques sur les vecteurs d'état Err^i disponibles en sortie des différents filtres prédicteurs-estimateurs $40_1, 40_2, \dots, 40_i, \dots, 40_N$ au moyen du banc des circuits de test $41_1, 41_2, \dots, 41_i, \dots, 41_N$. Ces circuits de test réalisent des tests statistiques consistant à admettre une panne de satellite si, pour i allant de 1 au nombre N de satellites visibles, l'une des deux inégalités sur les erreurs

de position des filtres prédicteurs-estimateurs $40_1, 40_2, \dots, 40_i, \dots, 40_N$ suivantes est vérifiée :

$$\begin{aligned} & \left| Err_{K+1/K}^i(err_lat) \cdot Err_{K+1/K}^i(err_lat) \right| > K_seuil \cdot K_seuil \cdot COV_Err_{K+1/K}^i(err_lat) \\ 5 \quad & \text{ou} \\ & \left| Err_{K+1/K}^i(err_lon) \cdot Err_{K+1/K}^i(err_lon) \right| > K_seuil \cdot K_seuil \cdot COV_Err_{K+1/K}^i(err_lon) \end{aligned}$$

La variable K_seuil contrôle indirectement la valeur de l'erreur radiale acceptable. Elle est choisie en fonction du taux recherché de fausse
10 alarme. Pour une probabilité de fausse alarme de 10^{-6} , on prendra une valeur de 5,06 environ (répartition gaussienne) pour la variable K_seuil .

La réalisation de ces tests statistiques implique que l'on soit capable de propager et de recalculer les variances associées aux vecteurs d'état Err^i des différents filtres prédicteurs-estimateurs $40_1, 40_2, \dots, 40_i, \dots, 40_N$.
15 La propagation et le recalage peuvent se dérouler ainsi :

A l'initialisation, on pose :

$$COV_Err_{0/0}^i = [0]$$

[0] étant la matrice nulle.

20 A la première propagation, par définition :

$$COV_Err_{1/0}^i = E \left[\hat{Err}_{1/0}^i \cdot Err_{1/0}^{iT} \right]$$

ce qui s'écrit en raison de la relation (1) :

25

$$COV_Err_{1/0}^i = E \left[(F_1 \cdot Err_{0/0}^i + u_1^i) (F_1 \cdot Err_{0/0}^i + u_1^i)^T \right]$$

u^i étant un bruit blanc (bruit d'état).

D'où :

30

$$COV_Err_{1/0}^i = F_1 \cdot COV_Err_{0/0}^i \cdot F_1^T + Q_1$$

F étant la matrice d'évolution du filtre de Kalman d'hybridation 3 et Q_1 la matrice de covariance des bruits d'état du filtre de Kalman d'hybridation 3.

Au premier recalage, par définition :

$$COV_Err_{1/i}^i = E[Err_{1/i}^i \cdot Err_{1/i}^{iT}]$$

ce qui s'écrit, en tenant compte de la relation (2) :

$$COV_Err_{1/i}^i = E[(Err_{1/0}^i + K_1 \cdot (Z^i - H_1 \cdot Err_{1/0}^i))(Err_{1/0}^i + K_1 \cdot (Z^i - H_1 \cdot Err_{1/0}^i))^T]$$

En développant cette expression, on trouve :

$$COV_Err_{1/i}^i = E[Err_{1/0}^i \cdot Err_{1/0}^{iT}] + K_1 \cdot E[Z^i \cdot Z^{iT}] K_1^T + K_1 \cdot H_1 \cdot E[Err_{1/0}^i \cdot Err_{1/0}^{iT}] H_1^T \cdot K_1^T \dots$$

$$\dots - E[Err_{1/0}^i \cdot Err_{1/0}^{iT}] H_1^T \cdot K_1^T - K_1 \cdot H_1 \cdot E[Err_{1/0}^i \cdot Err_{1/0}^{iT}]$$

D'où :

$$COV_Err_{1/i}^i = (I - K_1 \cdot H_1) \cdot COV_Err_{1/0}^i \cdot (I - K_1 \cdot H_1)^T + K_1 \cdot E[Z^i \cdot Z^{iT}] K_1^T$$

I étant la matrice identité.

Le premier terme de l'expression du recalage de la matrice de covariance se calcule à partir de la matrice d'observation H_1 des filtres prédictors-estimateurs $40_1, 40_2, \dots, 40_i, \dots, 40_N$ et de la matrice de gain K_1 du filtre de Kalman d'hybridation 3. Le deuxième terme se calcule au moyen des matrices de variance-covariance utilisées dans les calculs des moindres carrés effectués pour la résolution des position, vitesse et temps dans le récepteur GNSS 2, lors des points de positionnement à N et (N-1) satellites. En effet, lors de cette résolution, la méthode des moindres carrés évalue le degré de confiance sur les points résolus par l'intermédiaire des matrices de variances covariances (matrices $E[P_{(n-1)/i} \cdot P_{(n-1)/i}^T]$ pour les N points à (N-1) satellites et $E[P_{tot} \cdot P_{tot}^T]$ pour le point à N satellites).

Or :

$$E[Z^i \cdot Z^{iT}] = E[(P_{(N-1)/i} - P_{tot})(P_{(N-1)/i} - P_{tot})^T]$$

Car :

$$Z^i = \begin{pmatrix} \Delta x^i \\ \Delta y^i \\ \Delta z^i \end{pmatrix} = P_{(N-1)/i} - P_{tot}$$

En développant la première expression, on obtient :

$$E[Z^i \cdot Z^{iT}] = E[P_{(N-1)/i} \cdot P_{(N-1)/i}^T] + E[P_{tot} \cdot P_{tot}^T] - E[P_{(N-1)/i} \cdot P_{tot}^T] - E[P_{tot} \cdot P_{(N-1)/i}^T]$$

5

Les deux premiers termes sont connus. Ils sont directement fournis par les calculs des moindres carrés lors de la résolution des différents points de position, vitesse et temps effectués par le récepteur GNSS 2.

Les termes $E[P_{(N-1)/i} \cdot P_{tot}^T]$ et $E[P_{tot} \cdot P_{(N-1)/i}^T]$, traduisant l'inter-corrélation entre le point de positionnement P_{tot} à N satellites et les points de positionnement $P_{(N-1)/i}$ à (N-1) satellites, peuvent être évalués en reprenant l'expression des moindres carrés de chaque point.

En effet, on a :

$$P_{(N-1)/i} = H_{(N-1)/i}^* \cdot d$$

15 $H_{(N-1)/i}^*$ étant la matrice pseudo-inverse utilisée dans la résolution position, vitesse et temps faite lors du point de positionnement effectué à N-1 satellites (absence du ième satellite) :

$H_{(N-1)/i}^* = (H_{(N-1)/i}^T \cdot H_{(N-1)/i})^{-1} \cdot H_{(N-1)/i}^T$ étant construite à partir de la matrice $H_{(N-1)/i}$ qui est la matrice des cosinus directeurs liant les pseudo-distances d à

20 la position résolue par la relation : $d = H_{(N-1)/i} \cdot P_{(N-1)/i}$

d étant le vecteur formé par les pseudo-distances.

Ainsi :

$$\begin{aligned} E[P_{(N-1)/i} \cdot P_{tot}^T] &= E[(H_{(N-1)/i}^* \cdot d)(H_{tot}^* \cdot d)^T] \\ &= E[d \cdot d^T] H_{(N-1)/i}^* \cdot H_{tot}^{*T} \end{aligned}$$

25 Or :

$$H_{(N-1)/i}^* \cdot H_{tot}^{*T} = (H_{(N-1)/i}^T \cdot H_{(N-1)/i})^{-1} \cdot H_{(N-1)/i}^T \cdot H_{tot} \cdot \left\{ (H_{tot}^T \cdot H_{tot})^{-1} \right\}^T$$

et :

$$\left\{ (H_{tot}^T \cdot H_{tot})^{-1} \right\}^T = (H_{tot}^T \cdot H_{tot})^{-1}$$

30 car la relation :

$$(H_{tot}^T \cdot H_{tot})^{-1} (H_{tot}^T \cdot H_{tot}) = I$$

entraîne :

$$\begin{aligned} \Leftrightarrow \left\{ (H_{tot}^T \cdot H_{tot})^{-1} (H_{tot}^T \cdot H_{tot}) \right\}^T &= I \\ \Leftrightarrow H_{tot}^T \cdot H_{tot} \cdot \left\{ (H_{tot}^T \cdot H_{tot})^{-1} \right\}^T &= I \\ \Leftrightarrow (H_{tot}^T \cdot H_{tot})^{-1} &= \left\{ (H_{tot}^T \cdot H_{tot})^{-1} \right\}^T \end{aligned}$$

De ce fait :

$$5 \quad H_{(N-1)/i}^* \cdot H_{tot}^{*T} = (H_{(N-1)/i}^T \cdot H_{(N-1)/i})^{-1} \cdot H_{(N-1)/i}^T \cdot H_{tot} \cdot (H_{tot}^T \cdot H_{tot})^{-1}$$

En outre, on a l'égalité suivante :

$$H_{tot}^T \cdot H_{(N-1)/i} = H_{(N-1)/i}^T \cdot H_{(N-1)/i}$$

10 La matrice $H_{(N-1)/i}$ ne diffère de la matrice H_{tot} que par la ième ligne qui est nulle dans le cas de la matrice $H_{(N-1)/i}$ et qui comporte les cosinus directeurs de la ligne à vue du ième satellite dans le cas de la matrice H_{tot} . En effectuant le produit de matrices $H_{tot}^T \cdot H_{(N-1)/i}$, les termes de la ième colonne de la matrice H_{tot}^T sont multipliés par les termes nuls de la

15 matrice $H_{(N-1)/i}$. Ainsi, si les termes de la ième colonne d'une matrice multipliée par la matrice $H_{(N-1)/i}$ sont déjà nuls (comme dans le cas de la matrice $H_{(N-1)/i}^T$), il n'y a pas de changement. Cela explique l'égalité ci-dessus. Par conséquent :

$$\begin{aligned} 20 \quad H_{(N-1)/i}^* \cdot H_{tot}^{*T} &= (H_{(N-1)/i}^T \cdot H_{(N-1)/i})^{-1} \cdot H_{(N-1)/i}^T \cdot H_{(N-1)/i} \cdot (H_{tot}^T \cdot H_{tot})^{-1} \\ &= (H_{tot}^T \cdot H_{tot})^{-1} \\ &= H_{tot}^* \cdot H_{tot}^{*T} \end{aligned}$$

donc :

$$E[P_{(N-1)/i} \cdot P_{tot}^T] = E[P_{tot} \cdot P_{tot}^T]$$

Finalement, nous avons la relation :

$$25 \quad E[Z^i \cdot Z^{iT}] = E[P_{(N-1)/i} \cdot P_{(N-1)/i}^T] - E[P_{tot} \cdot P_{tot}^T]$$

qui montre que la matrice $E[Z^i \cdot Z^{iT}]$ peut être évaluée à partir des matrices issues des calculs des différents points de position, vitesse et temps effectués par le récepteur GNSS 2.

Le premier recalage et la première propagation ne posent donc pas de problème. Les matrices d'évolution F_1 et de gain K_1 utilisées sont celles du filtre de Kalman d'hybridation 3 tandis que la matrice d'observation H est commune à tous les filtres prédicteurs-estimateurs $40_1, 40_2, \dots,$
5 $40_i, \dots, 40_N$.

Par récurrence, il est possible de montrer qu'il en est de même pour les recalages et propagations suivants.

Dès qu'au moins un des tests statistiques est levé ou positif, il y a suspicion de mauvais fonctionnement de l'un des satellites visibles sur
10 lesquels se base le récepteur GNSS 2 pour déterminer position et vitesse du porteur. Ce franchissement est utilisé pour déclencher le circuit inhibiteur 5 intercalé entre la sortie du filtre de Kalman d'hybridation 3 et l'entrée de recalage de la centrale inertielle 1, le satellite fournissant des données
15 erronées ne sera réintégré que lorsque tous les tests statistiques ne seront plus levés, avec éventuellement un délai supplémentaire de précaution.

On remarque qu'il est également possible d'estimer un rayon de protection sur la position hybride issue de la centrale inertielle 1 en utilisant la méthode du maximum de séparation.

Le circuit 4 de détection de problème satellite ne permet pas
20 d'identifier le satellite fautif car l'information erronée provenant de ce satellite est prise en compte dans le point à N satellites visibles qui sert de référence.

Sachant que l'un des satellites visibles utilisés par le récepteur GNSS 2 émet des informations suspectes, il est intéressant de pouvoir l'identifier pour le faire mettre à l'écart par le récepteur GNSS 2.

25 La figure 4 donne un exemple de schéma d'un système hybride INS/GNSS en boucle fermée équipé d'un détecteur de problème satellite et d'un identificateur de satellite défaillant.

Comme dans le cas de la figure 3, on retrouve une centrale inertielle INS 1, un récepteur GNSS 2, un filtre de Kalman d'hybridation 3
30 opérant sur les résidus des erreurs entre la position, en coordonnées géographiques, donnée par la centrale inertielle INS 1 et celle, également en coordonnées géographiques, donnée par le récepteur GNSS 2 et fournissant des informations de recalage à la centrale inertielle INS 1, et un circuit 4 de détection de problème de satellites analogue à celui de la figure 3
35 commandant un circuit d'inhibition 5 intercalé entre la sortie du filtre de

Kalman d'hybridation 3 et une entrée de recalage de la centrale inertielle INS 1.

En plus de ces éléments apparaît un circuit 6 identificateur de satellite défaillant opérant à partir de différents points de position, en coordonnées géographiques, effectués par le récepteur GNSS 2 avec tous les satellites visibles moins un et avec tous les satellites visibles moins deux, les deux satellites visibles écartés étant à chaque fois différents. Ce circuit 6 identificateur de satellite défaillant fonctionne en parallèle du circuit 4 de détection de problème satellite. Il est activé par le circuit 4 en cas de détection de problème de satellite. Il identifie le satellite défaillant pour le récepteur GNSS 2 qui ne le prend alors plus en compte pour faire le point de position et de vitesse qui est envoyé au filtre de Kalman d'hybridation. Une fois le satellite défaillant écarté, le circuit 6 identificateur de satellite désinhibe le circuit d'inhibition 5 et la plate-forme virtuelle PDV de la centrale inertielle INS 1 est à nouveau corrigée.

Le circuit 6 identificateur de satellite défaillant se base sur des tests en prenant comme références les différents points de position possibles avec N-1 satellites qui sont comparés à des points de position à N-2 satellites issus de ces points à N-1. Ces tests consistent à :

- évaluer, pour chaque sélection possible de N-1 satellites parmi les N observables, les écarts de position, en coordonnées géographiques, constatés entre le point de position fait par le récepteur GNSS 2 avec l'ensemble des N-1 satellites de la sélection et les différents points de position possibles à N-2 satellites que peut faire le récepteur GNSS 2 en écartant un satellite supplémentaire de la sélection,
- soumettre ces écarts à un banc de filtres prédicteurs-estimateurs pour évaluer l'erreur induite conjointement par deux satellites,
- comparer les états de ce deuxième banc de filtres prédicteurs-estimateurs avec les variances qui leurs sont associées,
- identifier la famille de filtres ne levant pas leur test statistique et en déduire le satellite en panne,
- indiquer au récepteur GNSS le satellite corrompu pour le retirer de l'ensemble des satellites visibles utilisés pour résoudre le

point de position (et de vitesse) à N satellites communiqué au filtre de Kalman

- désinhiber les corrections fournies par le filtre de Kalman à la centrale à inertie une fois le satellite défectueux retiré du point du récepteur GNSS et le filtre reconfiguré.

5

En effet, ce n'est que lorsque le satellite fautif est évincé de la sélection de N-1 satellites et des sélections de N-2 satellites qui en découlent que les tests statistiques sur les états des filtres prédicteurs-estimateurs ne se déclencheront pas (tests non levés).

10

Comme montré à la figure 5, le circuit 6 identificateur de satellite défaillant comporte un banc de $N.(N-1)/2$ filtres prédicteurs-estimateurs $61_{i,j}$ ($1 \leq j \leq N$, i et j désignent les satellites non observés lors de la résolution du point à N-2 fourni au filtre prédicteur-estimateur) traitant toutes les possibilités d'écarts entre un point de position, en coordonnées géographiques, à N-1 satellites visibles et un point de position, également en coordonnées géographiques, à N-2 satellites visibles, le satellite exclu de la sélection à N-1 satellite l'étant également de la sélection à N-2 satellites. Un circuit de test $62_{i,j}$ associé à chaque filtre prédicteur-estimateur $61_{i,j}$ du banc teste les états modélisés dans le filtre prédicteur-estimateur par rapport à leurs variances. Un circuit de traitement 63 extrait des tests fournis par les circuits de tests $62_{i,j}$ l'identité du satellite fautif.

20

Chacun des filtres prédicteurs-estimateurs $61_{i,j}$ du banc de filtre dédié à l'identification du satellite en panne a la même configuration que les filtres prédicteurs-estimateurs 40_i du banc de filtres dédiés à la détection de défaillance d'un satellite avec les mêmes matrices de gain K, d'évolution F et d'observation H, et reçoit, comme mesure, l'écart fourni par un circuit soustracteur $60_{i,j}$ entre la position, en coordonnées géographiques (latitude, longitude et altitude), résultant d'un point de positionnement $P_{(N-1)/i}$ effectué par le récepteur de positionnement par satellites GNSS 2 en tenant compte des N satellites visibles moins un, le $i^{\text{ème}}$ et la position en coordonnées géographiques résultant d'un point de positionnement $P_{(N-2)/i,j}$ effectué par le récepteur de positionnement par satellites GNSS 2 en écartant les informations du satellite déjà exclu, le $i^{\text{ème}}$ et d'un autre, le $j^{\text{ème}}$.

30

Les calculs des variances associées nécessaires aux circuits de tests $62_{i,j}$ pour comparer les états par rapport à leurs variances sont

35

exactement les mêmes que ceux décrits pour les circuits de test 41_i associés aux filtres prédicteurs-estimateurs 40_i du premier banc et ne seront pas repris ici. Seule l'observation est différente puisqu'il s'agit ici de différence entre des points résolus avec (N-1) satellites visibles et des points résolus
5 avec (N-2) satellites visibles.

Le circuit de traitement 63 compare les tests des N différentes familles, où le i^{ème} satellite a été enlevé pour la résolution du point de position à N-1 et des points de position à N-2 satellites ($1 \leq i \leq N$), puis identifie le satellite défectueux par le fait que seuls les filtres prédicteurs-estimateurs
10 d'une famille, celle ne prenant jamais en compte le satellite défectueux n'a aucun test statistique levé. En effet, toutes les autres familles de filtres prédicteurs-estimateurs comparant les points de position à N-1 où le satellite défaillant est présent avec des points de position à N-2 satellites ont au moins un test statistique levé. Ce circuit de traitement 63 permet d'éviter
15 l'utilisation du satellite corrompu dans la résolution du point GNSS fourni au système hybride.

Pour faciliter la compréhension, les fonctions réalisées dans un dispositif de surveillance de l'intégrité d'un système hybride INS/GNSS ont été illustrées sous forme de blocs séparés mais il est bien évident qu'elles
20 peuvent être remplies par un même calculateur à logique programmé, par exemple le calculateur de gestion du vol si le porteur du système hybride de positionnement est un aéronef.

REVENDECATIONS

1. Dispositif de surveillance de l'intégrité d'un système hybride constitué d'une centrale inertielle INS (1), d'un récepteur de positionnement par satellites GNSS (2) opérant à partir d'une constellation de N satellites
5 visibles, et d'un filtre de Kalman d'hybridation (3) ayant un vecteur d'états correspondant aux erreurs du système hybride, en particulier les erreurs de biais et de dérive résiduelles de la centrale inertielle INS (1), observant les écarts entre les points de positionnement et de vitesse fournis, en coordonnées géographiques, par la centrale inertielle INS (1) et par le
10 récepteur GNSS (2), ayant une matrice d'évolution F modélisant l'évolution des erreurs du système hybride, une matrice d'observation H modélisant les relations entre le vecteur d'états et les écarts observés entre les positions et de vitesses délivrées par la centrale inertielle INS (1) et le récepteur GNSS (2), et un gain K minimisant la covariance de l'erreur faite sur l'estimation a
15 posteriori du vecteur d'états du filtre de Kalman et en particulier des erreurs résiduelles de la centrale inertielle INS (1), et délivrant une estimée a posteriori des erreurs du système hybride qui sert à recalibrer la centrale inertielle INS (1), caractérisé en ce que le récepteur GNSS (2) délivre en plus d'un point de position effectué à partir des N satellites visibles qu'il a en vue,
20 des points de position $P_{(N-1)/i}$, $i \in [1, \dots, N]$ résolus avec N-1 satellites visibles déduits de la constellation des N satellites visibles en la privant à chaque fois d'un satellite différent et en ce qu'il comporte un circuit (4) détecteur de problème satellite comportant un banc de N filtres prédicteurs-estimateurs (40_i) de l'erreur induite par le satellite qui a été ôté lors de la résolution d'un
25 point de position à N-1 satellites, ayant le gain K et la matrice d'évolution F du filtre de Kalman d'hybridation (3), observant chacun l'écart entre le point de position, en coordonnées géographiques, délivré par le récepteur GNSS (2) en observant les N satellites visibles et l'un des points de position $P_{(N-1)/i}$, également en coordonnées géographiques, délivrés par le récepteur GNSS
30 (2) en observant N-1 satellites visibles et des circuits de test (41_i) comparant les états des filtres prédicteurs-estimateurs (40_i) à leurs variances et détectant une panne satellite lorsque le test est positif, l'écart trouvé étant supérieur à un seuil de détection.

2. Dispositif selon la revendication 1, caractérisé en ce que les seuils de détection sont des seuils statistiques qui tiennent compte de la covariance associée au type d'erreur de positionnement considéré.

5 3. Dispositif selon la revendication 1, caractérisé en ce que les seuils de détection sont des seuils statistiques qui tiennent compte de la covariance associée au type d'erreur de positionnement considéré et qui sont fonction du taux de fausse alarme acceptable pour le test.

10 4. Dispositif selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il comporte un circuit (5) d'inhibition de recalage intercalé entre la sortie du filtre de Kalman d'hybridation (3) et une entrée de recalage de la centrale inertielle INS (1), et activé par le circuit (4) détecteur de problème satellite.

15 5. Dispositif selon la revendication 1, caractérisé en ce que les filtres prédicteurs-estimateurs (40_i) du circuit (4) détecteur de problème satellite ont tous la même matrice d'observation.

20 6. Dispositif selon la revendication 1, caractérisé en ce que le récepteur GNSS (2) délivre des points de position $P_{(N-1)/i}$ $i \in [1, \dots, N]$ et $P_{(N-2)/i,j}$ ($1 \leq j \leq N$), en coordonnées géographiques, résolus à partir de N-1 et N-2 satellites déduits des N satellites visibles en retirant à chaque fois un satellite visible différent, le $i^{\text{ème}}$ pour le point $P_{(N-1)/i}$, et en retirant en plus un autre satellite parmi les N-1 restant, le $j^{\text{ème}}$ pour le point $P_{(N-2)/i,j}$, et en ce qu'il
 25 comporte un circuit (6) identificateur de satellite défaillant comportant un banc de $N \times (N-1)/2$ filtres prédicteurs-estimateurs ($61_{i,j}$) estimateur de l'erreur induite conjointement par deux satellites parmi les N observables ayant le gain K et la matrice d'évolution F du filtre de kalman d'hybridation (3), observant chacun l'écart entre un point de position ($P_{(N-1)/i}$), en coordonnées géographiques, délivré par le récepteur GNSS (2) à partir d'une constellation
 30 spécifique de N-1 satellites visibles et l'un des points de position $P_{(N-2)/i,j}$ délivrés par le récepteur GNSS (2) à partir d'une constellation de (N-2) satellites visibles déduite de la constellation spécifique de (N-1) satellites visibles privée de l'un de ses satellites, le $j^{\text{ème}}$, les filtres prédicteurs-estimateurs pouvant être regroupés par familles de N-2 éléments en fonction
 35

de la constellation spécifique de $N-1$ satellites prise en compte, un banc de circuits de test $(62_{i,j})$ comparant les états des filtres prédictors-estimateurs $(61_{i,j})$ à leurs variances et détectant une anomalie lorsque l'écart trouvé est supérieur à un seuil de détection, et un circuit de traitement des résultats des tests (63) centralisant les tests levés identifiant, en cas d'anomalie détectée, un satellite fautif comme étant le satellite exclu d'un point de position résolu avec $N-1$ satellites dont la famille de filtres prédictors-estimateurs est la seule à n'avoir aucun de ses éléments détectant une anomalie.

10 7. Dispositif selon la revendication 6, caractérisé en ce que les seuils de détection des circuits de test $(62_{i,j})$ du circuit (6) identificateur de satellite défaillant sont des seuils statistiques tenant compte de la covariance associée au type d'erreur de positionnement considéré.

15 8. Dispositif selon la revendication 7, caractérisé en ce que les seuils de détection des circuits de test $(62_{i,j})$ du circuit (6) identificateur de satellite défaillant sont des seuils statistiques qui tiennent compte de la covariance associée au type d'erreur de positionnement considéré et qui sont fonction du taux de fausse alarme acceptable pour le test.

20 9. Dispositif selon la revendication 6, caractérisé en ce que les filtres prédictors-estimateurs $(61_{i,j})$ du circuit (6) identificateur de satellite défaillant ont tous la même matrice d'observation.

25 10. Dispositif selon la revendication 6, caractérisé en ce que les filtres prédictors-estimateurs $(40_i, 61_{i,j})$ du circuit (4) détecteur de problème satellite et du circuit (6) identificateur de satellites défaillants ont tous la même matrice d'observation.

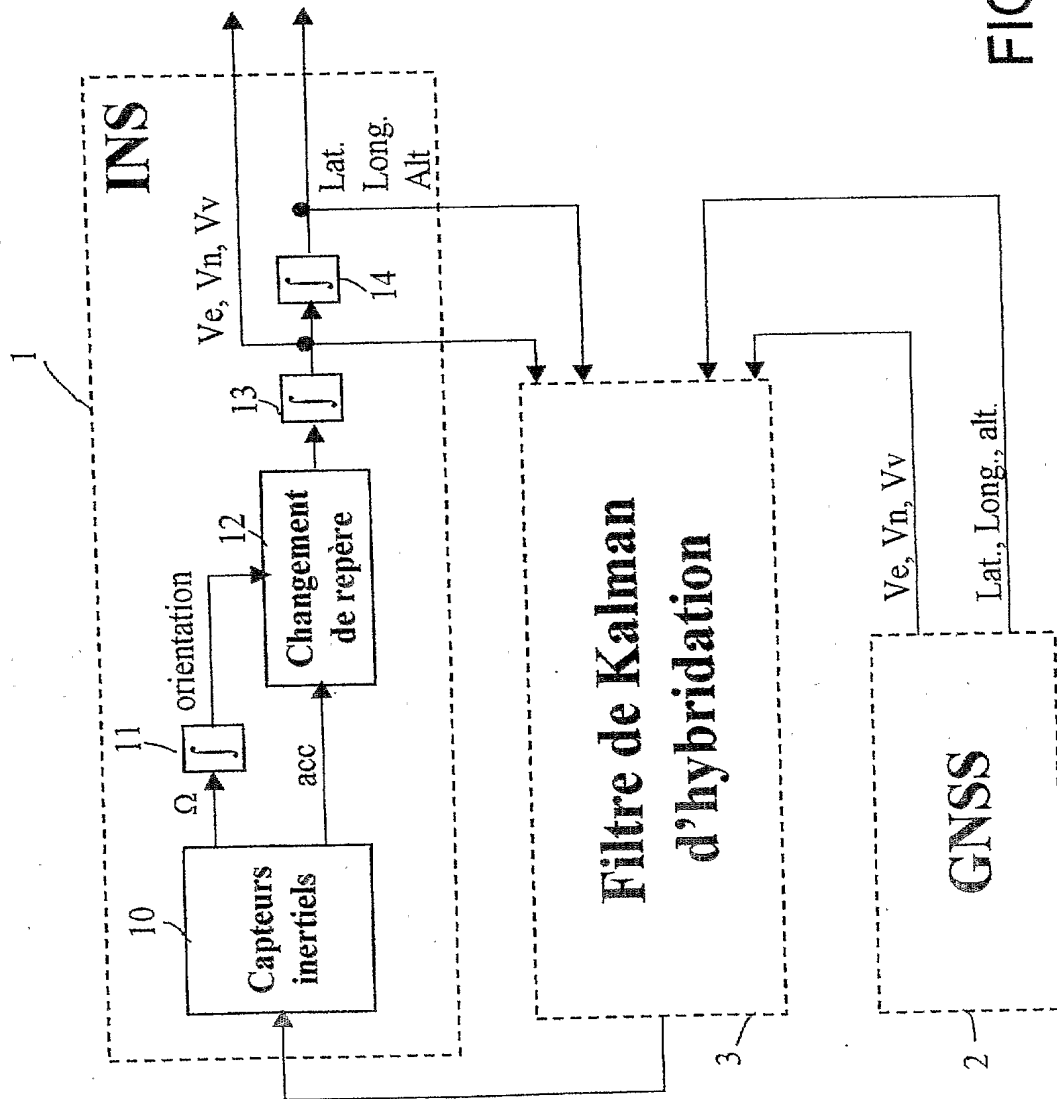


FIG. 1

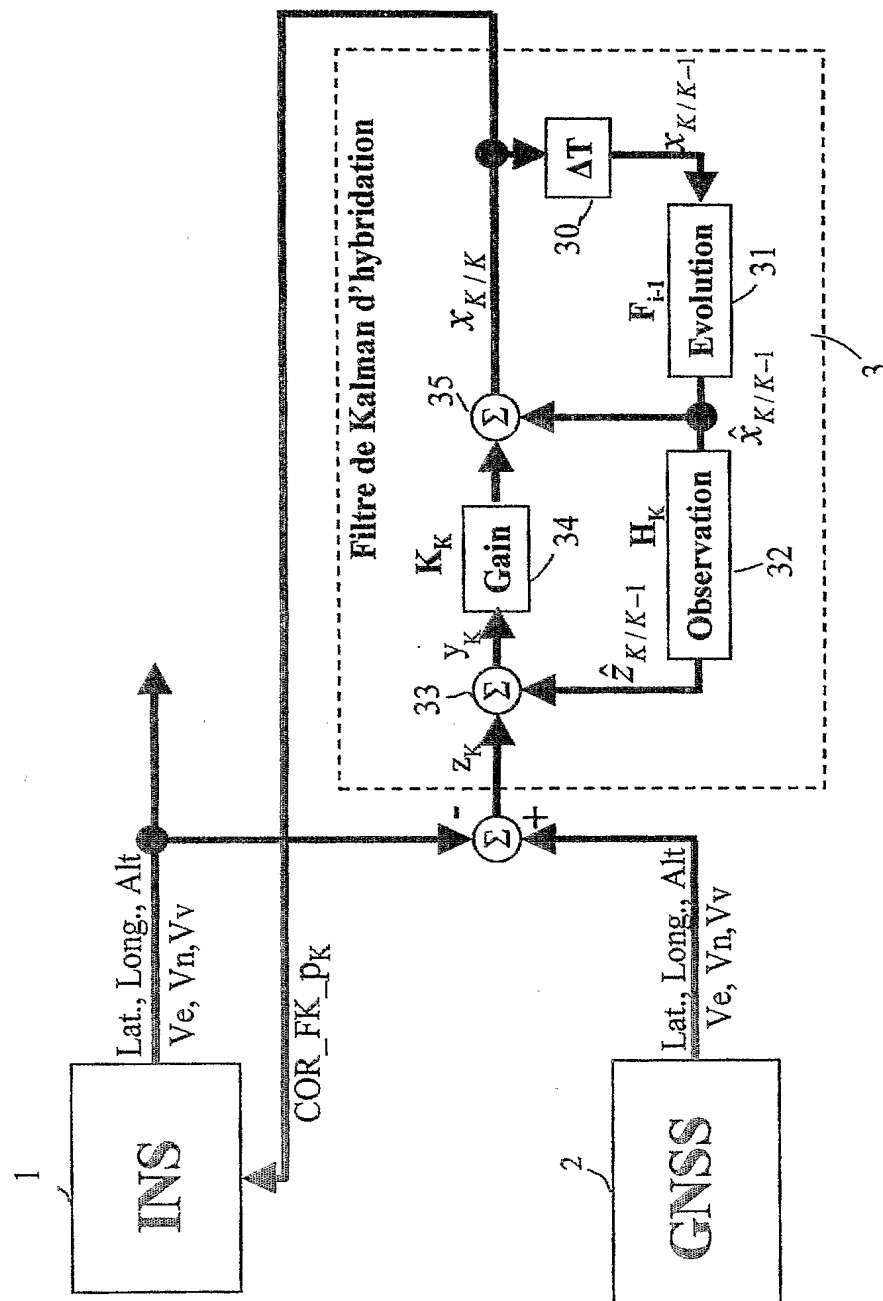


FIG. 2

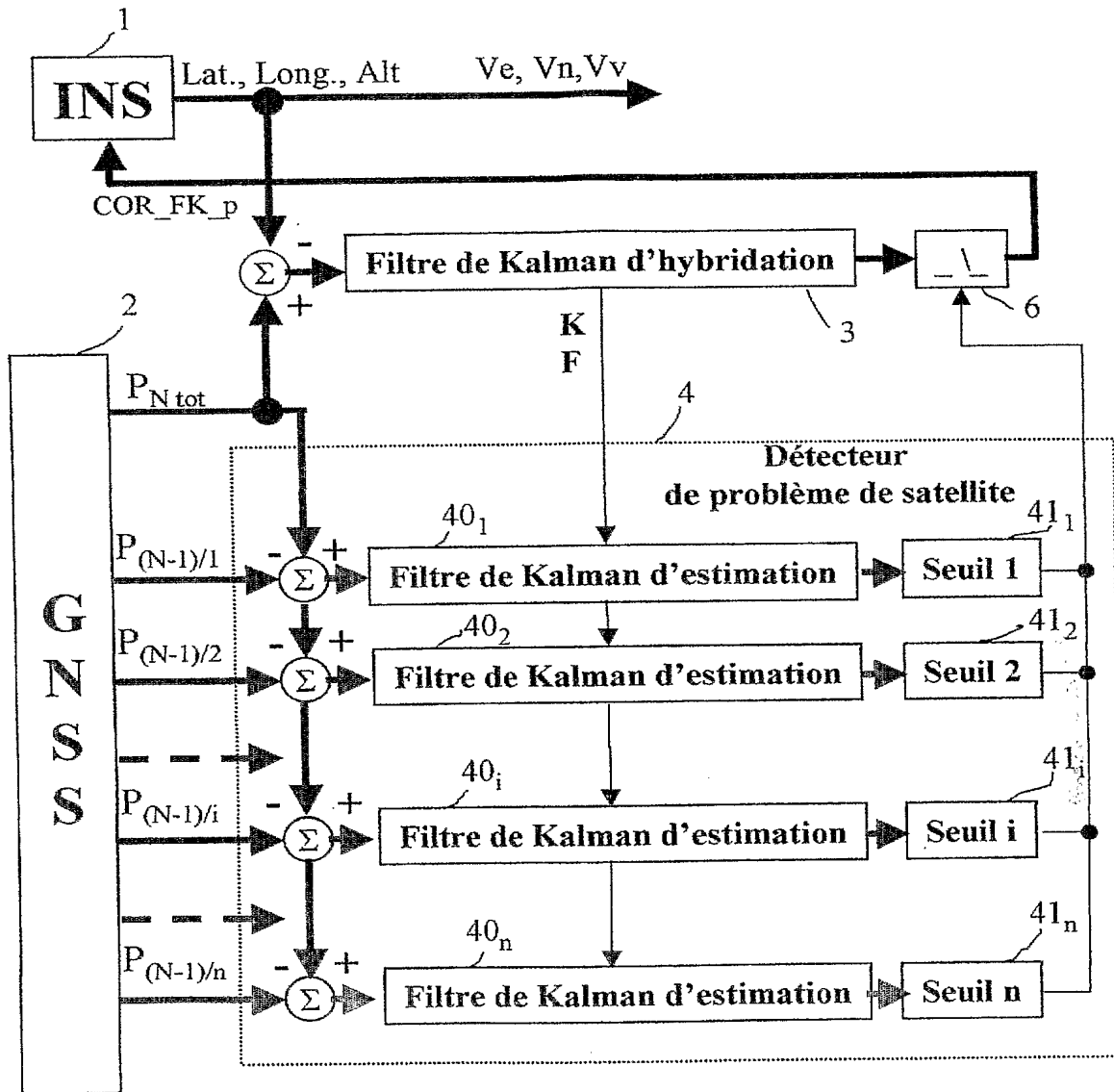


FIG.3

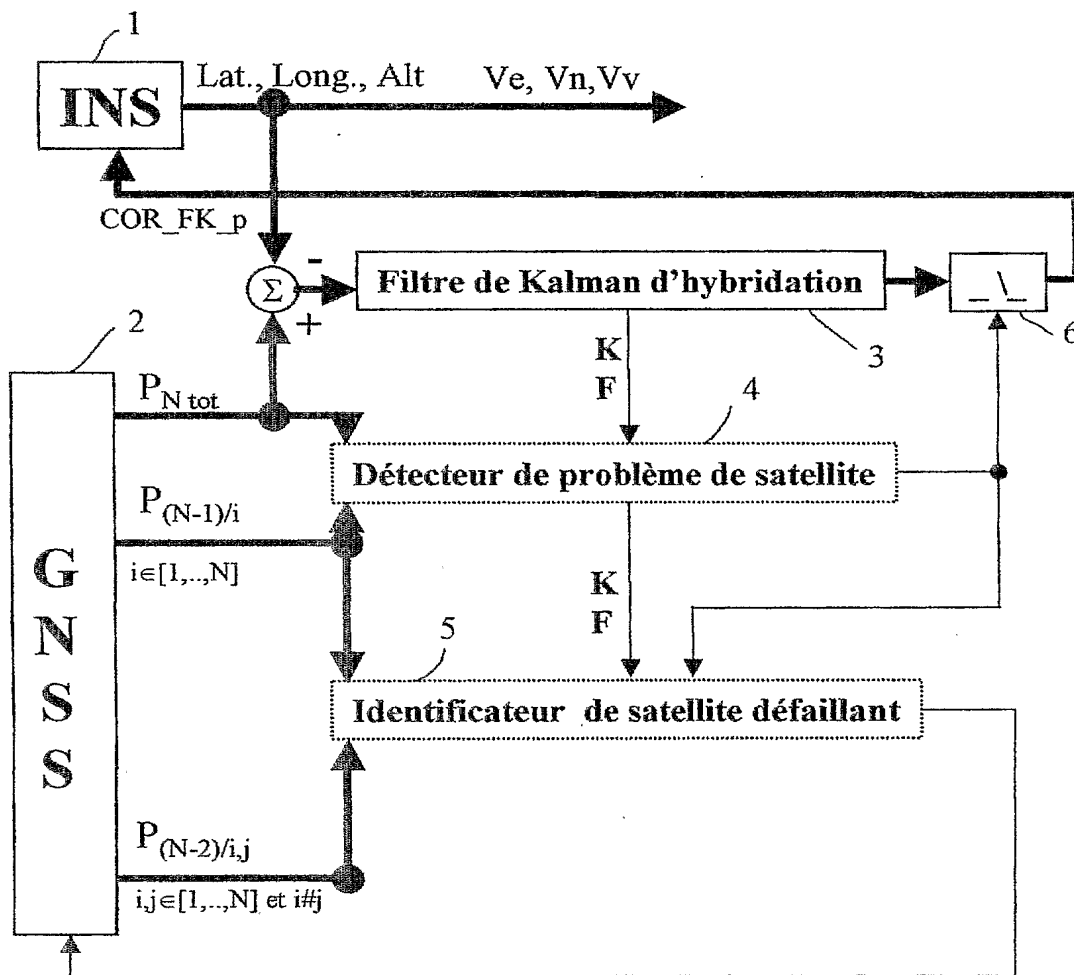


FIG.4

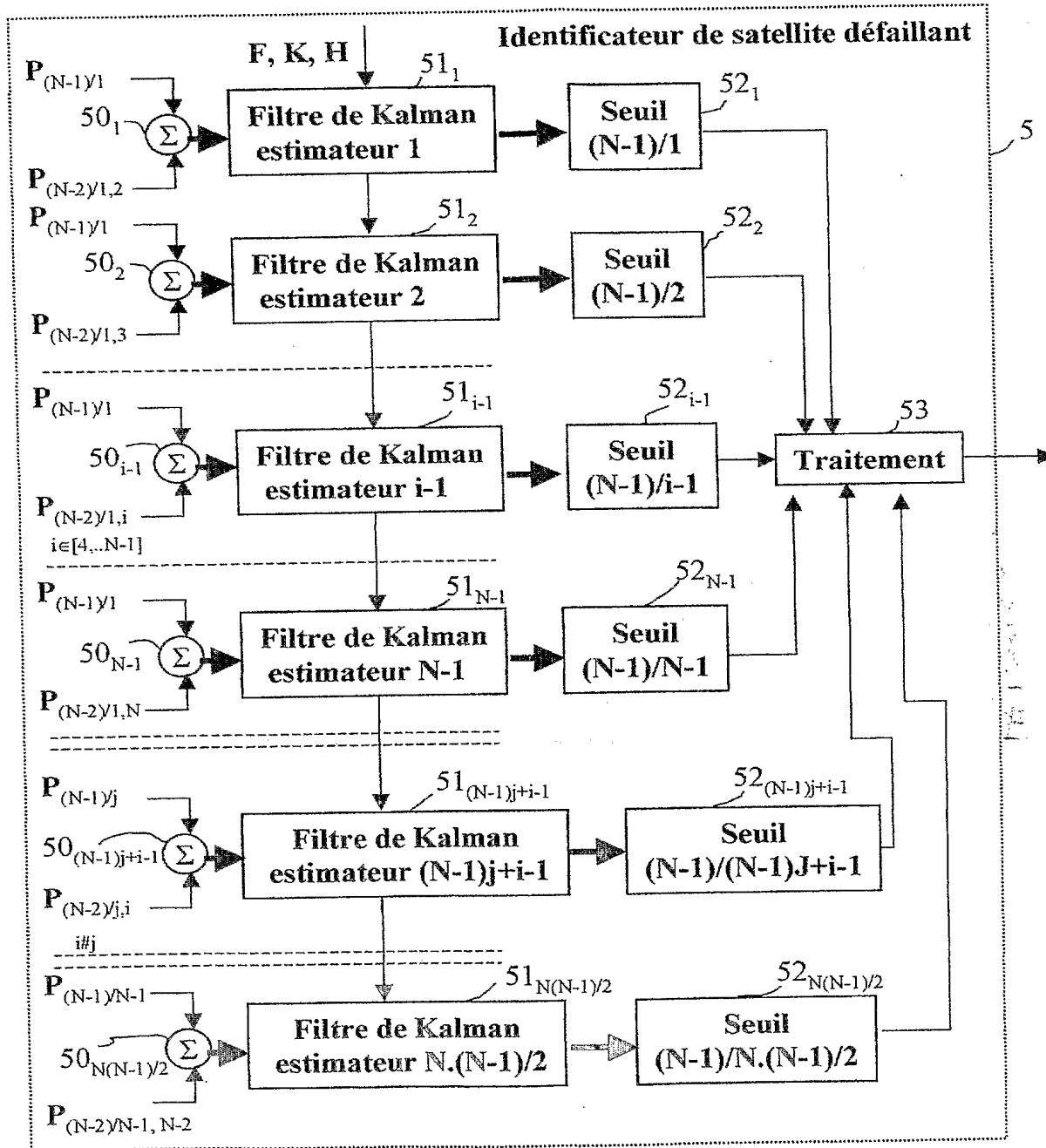


FIG.5

reçue le 18/06/04



26 bis, rue de Saint Pétersbourg - 75800 Paris Cedex 08

Pour vous informer : INPI DIRECT

INPI Indigo 0 825 83 85 87
0,15 € TTC/mn

Télécopie : 33 (0)1 53 04 52 65

BREVET D'INVENTION CERTIFICAT D'UTILITÉ

Code de la propriété intellectuelle - Livre VI

cerfa
N° 11235*03

DÉSIGNATION D'INVENTEUR(S) Page N° 1../1..

(À fournir dans le cas où les demandeurs et les inventeurs ne sont pas les mêmes personnes)

Cet imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

DB 113 © W / 210103



Vos références pour ce dossier (facultatif)		63 318
N° D'ENREGISTREMENT NATIONAL		64 014 76
TITRE DE L'INVENTION (200 caractères ou espaces maximum)		
DISPOSITIF DE SURVEILLANCE DE L'INTEGRITE DES INFORMATIONS DELIVREES PAR UN SYSTEME HYBRIDE INS/GNSS		
LE(S) DEMANDEUR(S) :		
THALES		
DESIGNE(NT) EN TANT QU'INVENTEUR(S) :		
1	Nom	COATANTIEC
	Prénoms	Jacques
Adresse	Rue	THALES Intellectual Property 31/33 Avenue Aristide Briand
	Code postal et ville	9411171 ARCUEIL Cedex
Société d'appartenance (facultatif)		
2	Nom	LESOT
	Prénoms	Bertrand
Adresse	Rue	THALES Intellectual Property 31/33 Avenue Aristide Briand
	Code postal et ville	9411171 ARCUEIL Cedex
Société d'appartenance (facultatif)		
3	Nom	
	Prénoms	
Adresse	Rue	
	Code postal et ville	
Société d'appartenance (facultatif)		
S'il y a plus de trois inventeurs, utilisez plusieurs formulaires. Indiquez en haut à droite le N° de la page suivi du nombre de pages.		
DATE ET SIGNATURE(S) DU (DES) DEMANDEUR(S) OU DU MANDATAIRE (Nom et qualité du signataire)		
Jacques BEYLOT		